

Design and Implementation of a Balance System for the CubeSat Attitude Determination and Control Tabletop Simulator

Mahdi Rivandi^{1*}, Mehran Mirshams² and Mohammad Zarourati³

1. M.Sc., Space Research Laboratory, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
2. Associate Professor, Space Research Laboratory, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
3. Ph.D. Student, Space Research Laboratory, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: mahdi.rivandi@email.kntu.ac.ir

Abstract

To test the Attitude Determination and Control Subsystem of a satellite, it is necessary to have an attitude dynamics simulator, and the simulator must be in a balanced condition. Disturbances in the balance system in the simulation include deviations caused by the difference between the center of mass and rotation, as well as the movement of two horizontal actuators. The movement of two horizontal actuators is a factor for rotational and vortex motion. In the simulation of experimental models, PID control coefficients are also used to control three axes. The balance system actuators include moving masses and reaction wheels that are installed around the horizontal and vertical axes, respectively. To validate the results, a hardware sample has been developed for laboratory tests. Using the sampling time, models and experimental coefficients, the hardware reaches the accuracy of 0.2 and 0.5 degrees in 25 seconds, respectively, which indicates a suitable accuracy for balancing the simulator of the CubeSat attitude.

Keywords: Balance system, Center of mass, Center of rotation, Mass slider

1. Introduction

In order to test and evaluate the satellite attitude control subsystem, it is necessary to have an attitude dynamic simulator that identifies, adjusts, and fixes any defects in this subsystem before implementation in real conditions and environments. In order to accurately test the control subsystem, the satellite simulator must be balanced.

For this purpose, research has been done in the field of balance, the main purpose of which is to solve the difference between the center of mass and the center of rotation and to move the center of mass using moving masses in three axes until two centers coincide [1]. By balancing the simulator system, they achieve the following:

- Increasing the accuracy of the attitude determination and control subsystem.
- Reduction of gravitational disturbance torques.
- Better simulator maneuverability.

The main cause of gravity torque is the difference between the center of mass and the center of rotation. For this purpose, the center of mass should be brought closer to the center of rotation [2]. Different types of

disturbance torques enter the simulator system, and gravity torque is the main disturbance torque entering the system. The main purpose of this research is to eliminate this torque, which requires determining the center of mass. The least square method is used to estimate the center of mass [2]. The difference in the distance between the center of mass and the center of rotation that by using the movement of actuators called moving masses in three axes and using the PID¹ closed-loop control algorithm, the center of mass will be closer to the center of rotation.

2. Methodology

The designed simulator is subject to movement restrictions around the x and y axes (roll and pitch). There is a need to apply initial conditions, including applied masses determine the mass range for the CubeSat model placed on the simulator, and apply these items to the software simulation. In Figure 1, the simulator can be seen with the CubeSat model. The overall structure of the simulator is a

1. Proportional-Integral-Derivative



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

M. Rivandi, M. Mirshams and M. Zarourati, "Design and Implementation of a Balance System for the CubeSat Attitude Determination and Control Tabletop Simulator," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 1, pp. 75-88, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1426>.

circular plate with a diameter of 0.4 meters, which is placed on an air bearing. The simulator plate performs maximum movement under an angle of 32 degrees for roll and pitch and 360 degrees yaw. Body and inertia coordinates are considered for the simulator, and MEMS²-type gyroscope and accelerometer sensors are used to receive the attitude of the system. This sensor gives information about the angular velocity and Euler angles to determine the center of mass and inertia matrix of the system.

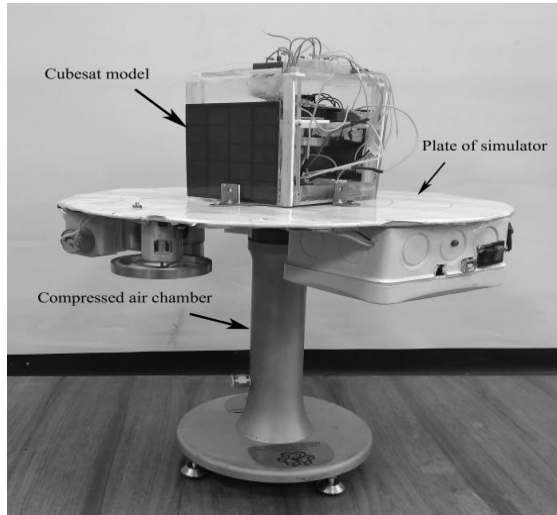


Figure 1. CubeSat model placed on cube satellite simulator

The Arduino board is used as the processor of the balance system, and to receive system data, wireless communication with the processor is required so that the received data can be displayed on the computer. Two types of actuators are used for the balance system. Two of these actuators are used as moving masses for balance in the roll and pitch axes, and the other actuator is a reaction wheel in the yaw axis for orientation and reduction of disturbances resulting from the movement of two horizontal actuators. The equation of the system based on the angular momentum is as follows:

$$\mathbf{H}_{CR} = \mathbf{r} \times M\mathbf{v}_G + \mathbf{H}_G \quad (1)$$

In equation (1), \mathbf{H}_G is the angular momentum of the center of mass of the simulator. \mathbf{H}_{CR} is the angular momentum of the center of rotation of the simulator, \mathbf{v}_G is the velocity vector of the center of mass, M is the total weight of the simulator, and \mathbf{r} is the distance difference between the center of mass and the center of rotation [2]. The distance difference between the center of mass and rotation is obtained using the least square method from equation (2).

$$\mathbf{r} = [\varphi^T \varphi]^{\dagger} \varphi^T \Delta \Omega \quad (2)$$

In the above equation, $\Delta \Omega$ is the instantaneous derivative of the simulator's angular velocity. The effects of the reaction wheel on the total angular momentum and torque of the system are considered [3]. It is in the form of equation (3).

$$\mathbf{H}_W = I_B \cdot \omega_b + I_w \cdot \omega_w \quad (3)$$

where \mathbf{H}_W is the angular momentum of the simulator system resulting from a reaction wheel. I_B , ω_B is the angular velocity and moment of inertia of the simulator system in the body frame. Using the PID controller

requires having a transfer function, optimal coefficients, and time settings. Transformation functions are obtained from the system identification method and optimal coefficients by MATLAB software. The output of the controller is sent to the actuators in the form of PWM using equations and experimental configurations.

3. Discussion and Results

If the initial behavior of the system is vortex motion and has a angular rate, the roll angle and pitch reach 0.3 and 0.5 degrees in 110 seconds, respectively.

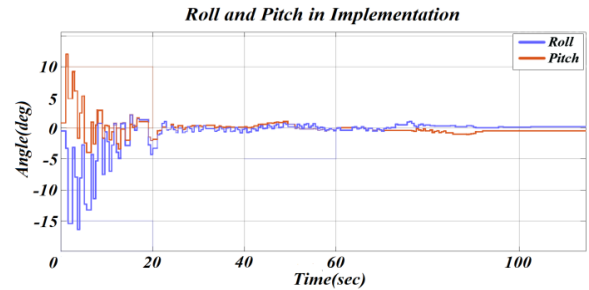


Figure 2. The responses of the balance system in the implementation, in the state of vortex motion with high angular velocity for φ and θ angles (roll and pitch)

If the initial behavior of the system is steady and has a low angular rate, the roll and pitch angles will reach 0.2 and 0.5 degrees in 25 seconds, respectively.

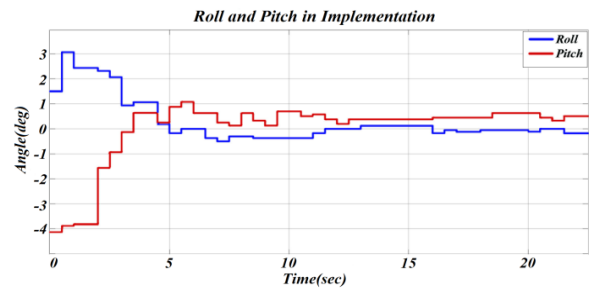


Figure 3. Responses of the balance system in implementation with low angular velocity for φ and θ angles (roll and pitch)

4. Conclusions

The behavior of the system depends on several factors, including the initial conditions, disturbances, mass range, time settings, and determination of the appropriate control coefficients. If the initial behavior of the system is accelerated, the balance will be delayed, and its accuracy will decrease, which can be seen in two graphs, Figure 2 and Figure 3.

5. References

- [1] J. Prado, G. Bisiacchi, L. Reyes, E. Vicente, F. Contreras, M. Mesinas, et al., "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation," *Journal of Applied Research and Technology*, vol. 3, pp. 222-237, 2005.
- [2] R. C. d. Silva, F. C. Guimarães, J. V. L. d. Loiola, R. A. Borges, S. Battistini, and C. Cappelletti, "Tabletop testbed for attitude determination and control of nanosatellites," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 32, 2019.
- [3] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, and P. Tsiotras, "Designing a low-cost spacecraft simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 23, pp. 26-37, 2003.

طراحی و پیاده‌سازی سیستم بالانس برای شبیه‌سازی صفحه‌ای تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌ی مکعبی

مه‌دی ریوندی^{۱*}، مه‌ران میرشمس^۲ و محمد ضرورتی^۳

آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: mahdi.rivandi@email.kntu.ac.ir

چکیده

برای تست زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره به شبیه‌ساز دینامیک وضعیت نیاز است که شبیه‌ساز نیز باید، از لحاظ وضعیتی در شرایط بالانس باشد. اغتشاش‌های وارد بر سیستم بالانس در شبیه‌سازی، شامل انحراف‌های ایجاد شده توسط اختلاف بین مرکز جرم و چرخش و همچنین حرکت دو عملگر افقی است. حرکت دو عملگر افقی، عاملی برای حرکت چرخشی و گردابی شبیه‌ساز می‌باشد. در شبیه‌سازی از مدل‌های تجربی، همچنین برای کنترل سه‌محور از ضرایب کنترلی PID استفاده می‌شود. عملگرهای سیستم بالانس، شامل جرم‌های متحرک و چرخ عکس‌العملی است که به ترتیب، حول محورهای افقی و عمودی نصب می‌شود. جهت اعتبارسنجی نتایج، یک نمونه‌ی سخت‌افزاری برای تست‌های آزمایشگاهی توسعه داده شده است. سخت‌افزار با استفاده از زمان نمونه‌برداری، مدل‌ها و ضرایب تجربی به ترتیب، رول و پیچ به دقت ۰/۲ و ۰/۵ درجه در مدت زمان ۲۵ ثانیه می‌رسد که نشان‌دهنده‌ی دقت مناسبی برای بالانس شدن شبیه‌ساز وضعیت ماهواره‌ی مکعبی است.

واژه‌های کلیدی: سیستم بالانس، مرکز جرم، مرکز چرخش، جرم‌های متحرک

علائم و اختصارات

Ψ	تغییر زاویه محور Z مختصات بدنی نسبت به محور Z مختصات اینرسی بر واحد رادیان (یاو)	g	ثابت گرانش برحسب نیوتن در مترمربع بر مجذور کیلوگرم
τ	گشتاور برحسب نیوتن در متر	H	مومنومم زاویه‌ای برحسب کیلوگرم در مترمربع بر ثانیه
		M	وزن کل شبیه‌ساز بر واحد کیلوگرم
		m	وزن جرم‌های متحرک بر واحد کیلوگرم
		V	سرعت خطی برحسب متر بر مجذور ثانیه
		r	اختلاف فاصله‌ی بین مرکز جرم و چرخش برحسب متر
		W	سرعت زاویه‌ای برحسب رادیان بر ثانیه
		φ	تغییر زاویه محور X مختصات بدنی نسبت به محور X مختصات اینرسی بر واحد رادیان (رول)
		θ	تغییر زاویه محور Y مختصات بدنی نسبت به محور Y مختصات اینرسی بر واحد رادیان (پیچ)

مقدمه

برای تست و ارزیابی زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره به یک شبیه‌ساز دینامیک وضعیت نیاز است که هرگونه عیوب به‌وجود آمده در این زیرسیستم قبل از اجرا در شرایط و محیط واقعی را شناسایی، تنظیم و رفع عیب کند. بیشتر شبیه‌سازهای مورد استفاده برای سائز ماهواره‌های کوچک، میکرو و نانو هستند. شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت ماهواره بسیار پرکاربرد می‌باشند و در تعیین و کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی کاربرد دارند. دلیل استفاده از شبیه‌ساز، فراهم کردن شرایط نزدیک به فضا برای ماهواره است که انجام تست‌های عملی را

۱. کارشناس ارشد

۲. دانشیار

۳. دانشجوی دکتری

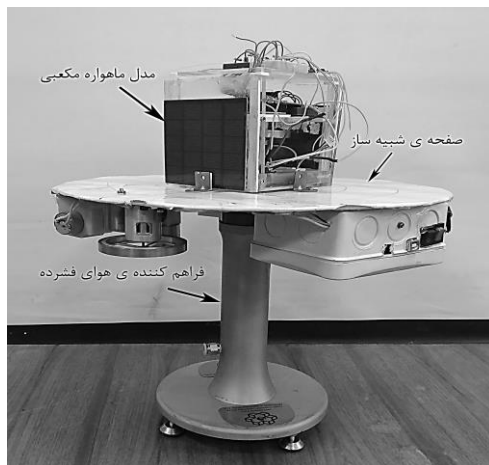


خودکار مقابله با این گشتاور جاذبه، استخراج فاصله‌ی بین مرکز جرم و چرخش است و هدف از بین بردن و کاهش این فاصله توسط جابجایی عملگرها است. روش دیگر اشاره شده، از بین بردن زاویه‌های به وجود آمده بین مختصات بدنی و اینرسی با حرکت عملگرهاست.

در این پژوهش طراحی صورت گرفته برای شبیه‌ساز وضعیت به‌صورتشکل (۱) از نوع صفحه‌ای استو سه‌درجه آزادی را فراهم می‌کند. برای این که سیستم شبیه‌ساز به‌درستی کار کند، به بالانس وضعیتی در حال انجام مانور و یا پایدار در برابر گشتاور اغتشاشی جاذبه نیاز دارد. بالانس شدن سیستم شبیه‌ساز، باعث دستیابی به موارد زیر می‌شود:

۱. افزایش دقت زیرسیستم کنترل وضعیتی
۲. کاهش گشتاورهای اغتشاشی جاذبه
۳. مانوردهی بهتر شبیه‌ساز

علت اصلی به‌وجود آمدن گشتاور جاذبه، وجود اختلاف بین مرکز جرم و مرکز چرخش است، برای این منظور باید مرکز جرم را به مرکز چرخش نزدیک کرد. انواع گشتاورهای اغتشاشی مختلف بر سیستم شبیه‌ساز وارد می‌شود که گشتاور جاذبه اصلی‌ترین گشتاور اغتشاشی وارد بر سیستم است. هدف اصلی در این پژوهش از بین بردن این گشتاور می‌باشد.



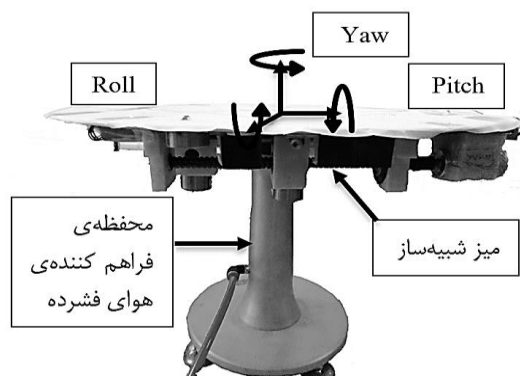
شکل ۱- مدل ماهواره مکعبی قرار گرفته روی شبیه‌ساز وضعیت ماهواره مکعبی

در بالانس به‌صورت دستی ابتدا موقعیت مرکز جرم مشخص می‌شود و یک بردار موقعیت مرکز جرم به‌دست می‌آید. با جابجایی جرم‌های متحرک و اضافه کردن جرم‌های مازاد به سیستم شبیه‌ساز می‌توان مرکز جرم را به مرکز چرخش به‌صورت دستی نزدیک کرد. مرکز چرخش یک نقطه‌ی ثابت و مرکز جرم متحرک است. در روش خودکار فاصله‌ی مرکز جرم با مرکز چرخش محاسبه شده و به‌صورت خودکار جرم‌های متحرک جابجا می‌شود و اختلاف موجود بین مرکز جرم و چرخش کاهش می‌یابد. از مزایای این روش نسبت به روش دستی، می‌توان به کاهش زمان

در آزمایشگاه را فراهم می‌سازد. این نوع شبیه‌سازها را می‌توان، بر اساس تعداد درجات آزادی و کاربرد آن‌ها تقسیم‌بندی کرد [۱]. برای این که بتوان زیرسیستم‌های کنترلی را با دقت مشخص آزمایش کرد، می‌بایست شبیه‌ساز ماهواره در وضعیت بالانس قرار گیرد. برای این منظور پژوهش‌های متعددی در زمینه‌ی بالانس انجام شده است که هدف اصلی آن‌ها از بین بردن اختلاف بین مرکز جرم و مرکز چرخش و جابجا کردن مرکز جرم با استفاده از جرم‌های متحرک در سه‌محور برای منطبق‌سازی هردو مرکز برهم می‌باشد.

یانگ [۲] در زمینه‌ی بالانس خودکار جزء اولین‌هاست که مختصات بدنی و اینرسی را برای شبیه‌ساز در نظر می‌گیرد. تغییرات وضعیتی که توسط عدم تعادل وزنی رخ می‌دهد، نیاز به تعیین مرکز جرم دارد. از روش حداقل مربعات^۴ برای تخمین مرکز جرم استفاده می‌شود. اختلاف فاصله بین مرکز جرم با مرکز چرخش با استفاده از حرکت عملگرهای تحت عنوان جرم‌های متحرک در سه‌محور، مرکز جرم را با استفاده از الگوریتم کنترلی حلقه بسته‌ی PID^۵ به مرکز چرخش نزدیک می‌کند. تغییرات جابجایی عملگرها تحت محدوده‌ی مشخص انجام می‌شود، این محدوده با نسبت از فاصله‌ی مرکز جرم تا مرکز چرخش تعیین می‌شود. مرجع [۳] در زمینه‌ی بالانس یکی از دقیق‌ترین و کامل‌ترین پژوهش‌ها، در دنیاست. ساختار ظاهری شبیه‌ساز طراحی شده، با سایر شبیه‌سازها متفاوت است. از یک نیم‌کره، روی یاتاقان هوایی به‌عنوان میز یا صفحه‌ی بالانس استفاده شده است. تجهیزات مورد نیاز شبیه‌ساز و بالانس کردن در داخل این نیم‌کره قرار گرفته است. این ساختار باعث افزایش دقت و محدوده‌ی حرکت شبیه‌ساز حول سه‌محور می‌شود. دو مختصات اینرسی و بدنی در نظر گرفته شده، که هر دو مختصات در مرکز برهم منطبق می‌باشند. چون جهتی از اختلاف بین مرکز جرم و چرخش در امتداد میدان گرانشی است. جبران آن با استفاده از جرم‌های متحرک بسیار دشوار می‌باشد؛ پس سیستم کنترل، اطلاعات بازخوردی محدودی را برای استفاده دارد. برای حل این مشکل، بالانس دومرحله‌ای در نظر گرفته شده است. در مرحله‌ی اول اختلاف بین مرکز جرم و چرخش در جهت عرضی^۶ با استفاده از کنترل تطبیقی جبران می‌شود. بعد از این که در دو جهت عمود بر میدان جاذبه جبران شد، با استفاده از فیلتر کالمن در جهت دیگر تخمین زده می‌شود و این اختلاف تخمین زده شده جبران می‌شود. در مرجع [۴] شبیه‌ساز مدنظر از نوع صفحه‌ای با قابلیت حرکت سه‌درجه آزادی است. این مقاله به کلیات سیستم بالانس و روش‌های استفاده شده و انواع گشتاورهای اغتشاشی وارد بر آن، از جمله به گشتاور جاذبه اشاره کرده است. روش

4. Least squares
5. Proportional-Integral-Derivative
6. Mass sliders
7. Transversal



شکل ۲- شبیه‌ساز مدل صفحه‌ای

میز شبیه‌ساز حداکثر حرکتی تحت زوایه‌ی ۳۲ درجه برای رول و پیچ و ۳۶۰ درجه یاو کردن (یعنی تغییر وضعیت یک جسم صلب نسبت به محورهای اصلی) انجام می‌دهد. محورهای اصلی شبیه‌ساز در شکل (۲) قابل مشاهده است.

در شبیه‌ساز برای اطلاع از وضعیت قرارگیری سیستم از سنسورهای ژيروسکوپی و شتاب‌سنجی از نوع MEMS^{۱۰} استفاده می‌شود. این سنسور وضعیت، اطلاعاتی درباره‌ی سرعت زاویه‌ای و زاویه‌های اولیه را به منظور تعیین مرکز جرم و ماتریس اینرسی سیستم می‌دهد. برد آردونیو به‌عنوان پردازشگر سیستم بالانس استفاده و برای دریافت داده‌های سیستم، نیاز به ارتباط بی‌سیم با پردازشگر است که داده‌های دریافتی را بتوان در رایانه نمایش داد [۶].

برای سیستم بالانس از دو نوع عملگر استفاده می‌شود. یک نوع از این عملگرها به‌عنوان وزنه‌هایی با قابلیت جابجایی برای بالانس صفحه‌ای حول محورهای y, x و عملگر دیگر یک چرخ عکس‌العملی حول محور z ، برای جهت‌گیری و کاهش اغتشاشات مورد استفاده قرار می‌گیرد. بخشی به‌عنوان کمک برای بالانس دستی، دو عدد لیزر معمولی به‌صورت متعامد در دو محور x و y روی صفحه‌ی شبیه‌ساز نصب می‌شود. با در نظر گرفتن گوشه‌ای از دیوار و یا دو صفحه‌ی متعامد به‌عنوان مرجع اندازه‌گیری، ارتفاع نور تابیده شده توسط هردو لیزر به دیوار اندازه‌گیری می‌شود که می‌تواند کمکی برای استفاده از شیب‌سنجی و بالانس دستی شبیه‌ساز باشد. سایر قطعات الکتریکی عبارتند از:

۱. باتری: از نوع لیتیوم یونی برای منبع تغذیه‌ی سیستم بالانس استفاده می‌شود.
۲. کاهنده‌های ولتاژ: از آنجا که نمی‌توان مستقیماً ولتاژ باتری را به قسمت‌های الکتریکی فرستاد، از این قطعه برای ورودی برد آردونیو و عملگرها استفاده می‌شود.

و افزایش دقت اشاره کرد. در صورت اضافه شدن جرم مازاد به سیستم در حین انجام بالانس، به‌صورت خودکار به تعادل می‌رسد. به‌طور کلی برای رسیدن به بالانس وضعیتی، نیاز به حذف انحراف‌های به‌وجود آمده توسط فاصله‌ی بین مرکز جرم و چرخش می‌باشد.

طراحی شبیه‌ساز و سیستم بالانس

در طی سال‌های گذشته در آزمایشگاه تحقیقات فضایی^۸ برای آموزش روند طراحی ماهواره مدلی از ماهواره‌های مکعبی^۹ برای دانشجویان فراهم شده است. اجرای این روند نیازمند داشتن شبیه‌ساز وضعیت، متناسب با وزن مدل ماهواره‌ی مکعبی است که خود این شبیه‌ساز نیز باید دارای سیستم بالانس باشد [۵] که پیش‌تر به روش دستی بالانس می‌شد و انجام بالانس در حین تست‌های کنترل وضعیتی شبیه‌ساز را مقدور نمی‌ساخت. از این رو سیستم بالانس خودکار، متناسب با وزن مدل ماهواره‌ی مکعبی پیشنهاد شد. استفاده و توسعه‌ی شبیه‌ساز ماهواره و تست برنامه‌ی کنترل وضعیتی و نیز فراهم کردن وضعیت بالانس شده برای مدل ماهواره مکعبی می‌تواند، نیازهای ایجاد شده در روند آموزشی طراحی سیستمی را برطرف سازد.

شبیه‌ساز طراحی شده تحت محدودیت‌های حرکت حول محورهای y, x (رول و پیچ) است. نیاز به اعمال شرایط اولیه از جمله وزنه‌های اعمالی و تعیین محدوده‌ی وزنی برای مدل ماهواره مکعبی قرار گرفته شده روی شبیه‌ساز و همچنین اعمال این موارد به شبیه‌سازی نرم‌افزاری است. در شکل (۱) شبیه‌ساز همراه با مدل ماهواره‌ی مکعبی قابل مشاهده است.

ساختار کلی شبیه‌ساز، به‌صورت صفحه‌ای به شکل دایره به ابعاد $۰/۴ \times ۰/۴$ متر است. توسط نیم‌کره‌های یاتاقان هوایی روی قسمتی که هوای فشرده را فراهم می‌سازد، قرار می‌گیرد که در شکل (۲) قابل مشاهده است. جنس و ضخامت این میز باید از موادی باشد که هم دارای وزن کم و همچنین استحکام لازم برای سیستم را فراهم کند. نحوه‌ی کار این شبیه‌ساز به‌گونه‌ای است که هوایی تحت فشار مشخص (متناسب با ابعاد یاتاقان هوایی و میز) از سیستم تولید هوای فشرده فراهم و نیم‌کره‌های یاتاقان هوایی روی هم قرار می‌گیرد. بین دو نیم‌کره هوای پرفشار جریان پیدا کرده و یک حرکت بدون قید و اصطکاک را فراهم می‌کند. مدل ماهواره مکعبی که در آزمایشگاه موجود است، روی این شبیه‌ساز قرار گرفته و شرایط بالانس شده‌ای را برای ماهواره‌ی مکعبی فراهم می‌سازد.

10. MicroElectroMechanicalSystems (MEMS)

8. Space research lab
 9. Cubesat

در جدول) مشخصات عملگرهای مورد استفاده در این شبیه‌ساز را می‌توان مشاهده کرد.

توجه: نرم‌افزار مورد استفاده در شبیه‌سازی و پیاده‌سازی سیمولینک متلب است.

۳. درایور: وظیفه‌ی تقسیم و تنظیم ولتاژ برای ارسال به عملگرها و برد آردنیو را دارد.

۴. ماژول ارتباط بی‌سیم: برای دریافت و ارسال اطلاعات که ولتاژ خود را از برد آردنیو تأمین می‌کند، استفاده می‌شود.

جدول ۱- مشخصات عملگرها

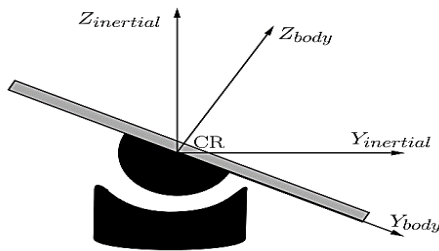
اسم عملگرها	راه‌انداز	نوع	Max.V (ولت)	Min.V (ولت)	جابجاکننده	راندمان بال اسکرو	راندمان الکترو موتور
وزنه‌های متحرک ۱	الکتروموتور	گیربکس	۶	۴	بال اسکرو	۹۲ درصد	۷۵ درصد
وزنه‌های متحرک ۲	الکتروموتور	گیربکس	۶	۴	بال اسکرو	۹۲ درصد	۷۵ درصد
چرخ عکس‌العملی	الکتروموتور	معمولی	۱۲	۶	ندارد	ندارد	۷۵ درصد

$$H_{CR} = \sum_{i=1}^n m_i r_{ic} \times \dot{r}_{ic} + Mr \times v_G \quad (6)$$

معادله‌ی کلی سیستم، بر اساس مومنتوم زاویه‌ای و گشتاور به‌صورت زیر است:

$$H_{CR} = r \times Mv_G + H_G \quad (7)$$

در معادله‌ی (۷)، H_G مومنتوم زاویه‌ای مرکز جرم شبیه‌ساز است. H_{CR} مومنتوم زاویه‌ای مرکز چرخش شبیه‌ساز، بردار سرعت مرکز جرم، M هم‌وزن کل شبیه‌ساز، r اختلاف فاصله‌ی بین مرکز جرم و مرکز چرخش می‌باشد [۸]. در شکل (۳) دو مختصات بدنی و اینرسی که در مرکز برهم منطبق هستند و مختصات بدنی فقط می‌تواند حرکت وضعی نسبت به اینرسی را انجام دهد، نشان داده شده است.



شکل ۳- مختصات اینرسی و بدنی شبیه‌ساز

برای مختصات ثابت اینرسی داریم:

$$\tau_{CR} = \frac{dH_{CR}}{dt} \quad (8)$$

از معادله‌ی (۸) گشتاور حاصل شده برای حول مرکز چرخش به‌دست می‌آید. این گشتاور، حاصل گشتاورهای وارده از جمله: نیروی دینامیکی، ارتعاشی، جاذبه و هم‌چنین گشتاور به‌وجود آمده از عملگرهاست. با در نظر گرفتن تنها اثر جاذبه، میزان تغییرات مومنتوم زاویه‌ای در مرکز چرخش مطابق معادله (۹) به‌دست می‌آید [۸]:

$$\frac{dH_{CR}}{dt} = (r \times M\dot{r}) + [\omega \times (r \times M\dot{r})] + \dot{H}_G + (\omega \times H_G) \quad (9)$$

معادلات حاکم بر سیستم

معادلات و روابط را می‌توان بر دو اساس تقسیم‌بندی کرد:

۱. برای استخراج اثر اغتشاش‌ها

۲. برای مدل‌های به‌دست‌آمده از مشاهدات تجربی در آزمایشگاه

معادلات دینامیکی سیستم

جسم صلبی در نظر گرفته می‌شود که مجموع جرم‌های ذرات آن برابر M باشد. فاصله‌ی بین ذره و مرکز جرم جسم r_{ic} و فاصله‌ی ذره تا مرکز مختصات اینرسی را r_i و فاصله‌ی بین مرکز جرم جسم تا مرکز مختصات اینرسی r تعریف می‌شود.

$$Mr = \sum_{i=1}^n m_i r_i \quad (1)$$

$$M = \sum_{i=1}^n m_i \quad (2)$$

$$\sum m_i r_{ic} = \sum_{i=1}^n m_i (r_i - r) \quad (3)$$

بنابراین رابطه‌ی (۱) و (۳) رابطه‌ی زیر به‌دست می‌آید:

$$\sum_{i=1}^n m_i r_{ic} = Mr - Mr = 0 \quad (4)$$

با استفاده از معادله‌ی فوق و مشتق آن، مومنتوم زاویه‌ای حول نقطه‌ی مرکز مختصات را به‌صورت مجموعه مومنتوم زاویه‌ای حول مرکز جرم و مومنتوم زاویه‌ای حرکت مرکز جرم نوشته می‌شود [۷].

$$H_{CR} = \sum_{i=1}^n r_i \times m_i v_i = \sum_{i=1}^n m_i (r_{ic} + r) \times (v_{ic} + v_G) \quad (5)$$

v_G سرعت مرکز جرم نسبت به مرکز مختصات است. با ساده‌سازی معادله‌ی (۵)، معادله (۶) استخراج می‌شود:

معادلات بالا را می‌توان به صورت کلی معادله‌ی (۱۵) نوشت.

$$\Delta \Omega = \varphi r \quad (15)$$

در معادله‌ی (۱۵) $\Delta \Omega$ در بازه‌های زمانی مختلف تعریف شده است. در هر بازه‌ی زمانی سه معادله و سه مجهول به دست می‌آید که مقادیر φ قابل دستیابی هستند. مقدار r با روش حداقل مربعات تخمین زده شده است [۸]. در معادله‌ی (۱۶) مشتق تغییرات لحظه‌ای سرعت زوایه‌ای شبیه‌ساز می‌باشد [۲].

$$r = [\varphi^T \varphi]^T \varphi^T \Delta \Omega \quad (16)$$

برای نزدیک کردن مرکز جرم به مرکز چرخش، با استفاده از بال اسکرول‌های عملگرها، جرم‌های متحرک جابجا می‌شوند که برای هر محور به صورت جداگانه وجود دارند. با جابجایی آن‌ها مرکز جرم نیز جابجا می‌شود. میزان جابجایی لازم وزنه‌های دو عملگر^{۱۲} صفحه‌ای، از نسبت اختلاف فاصله‌ی مرکز جرم و چرخش با جرم کل سیستم، از معادله‌ی (۱۷) به دست می‌آید [۸-۱۱].

$$r_{di} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^n m_i r_i \quad (17)$$

در معادله‌ی (۱۷) M جرم کل سیستم است و m جرم‌های متحرک در محور i ام و r_{di} اختلاف فاصله از مرکز جرم در محور i ام می‌باشد. بنابراین در معادله‌ی (۱۷) خواهیم داشت:

$$r_{di} = \frac{1}{M} \begin{bmatrix} m_2 r_{m_x} \\ m_3 r_{m_y} \\ m_4 r_{m_z} \end{bmatrix} \quad (18)$$

در معادله‌ی (۱۸) تغییرات حاصله از جابجایی جرم، مرکز جرم را به صفر می‌رساند [۴] و در معادله‌ی (۱۹) جابجایی لازم برای دو عملگر افقی فراهم می‌شود.

$$\Delta r_m = -M \begin{bmatrix} r_x \\ m_2 \\ r_y \\ m_3 \\ r_z \\ m_4 \end{bmatrix} \quad (19)$$

این تغییرات تحت یک محدوده‌ی مشخصی انجام می‌گیرد.

$$\Delta r_m = -\frac{M}{m} r \quad (20)$$

معادله‌ی (۲۰) ارتباط بین فاصله‌ی جرم‌های متحرک از مرکز جرم شبیه‌ساز، با اختلاف بین مرکز جرم با مرکز چرخش را پیدا می‌کند. زمانی این معادله اعتبار دارد که عملگرها با وزن متحرک در دو محور به صورت متعامد به همدیگر متصل شده باشند. از این رابطه می‌توان مشتق گرفته و سرعت خطی مورد نیاز عملگر را فقط با فرض حرکت در یک راستا، پیدا کرد؛ که مطابق با معادله‌ی (۲۱) خواهیم داشت:

در معادله‌ی (۹) سرعت زوایه‌ای دستگاه بدنی نسبت به اینرسی است و اثر جاذبه مطابق معادله زیر به دست می‌آید:

$$g^b = R_i^b \cdot g^i = \begin{bmatrix} g \cdot s_\theta \\ -g \cdot c_\theta s_\phi \\ -g \cdot c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (10)$$

در معادله‌ی (۱۰) g همان ثابت گرانش ۹/۸۱ است و بردار گشتاور حول مرکز جرم از طریق معادله‌ی زیر به دست می‌آید:

$$\tau_G = r \times M g^b = M g^b \begin{bmatrix} r_z c_\theta c_\phi - r_y c_\theta c_\phi \\ r_z s_\theta + r_x c_\theta c_\phi \\ -r_y s_\theta - r_x c_\theta s_\phi \end{bmatrix} \quad (11)$$

در معادله‌ی (۱۱) ψ, θ, ϕ ترتیب زوایه‌های رول و پیچ و یاو است. با ساده‌سازی معادله‌ی (۱۱) و تنها در نظر گرفتن اثر جاذبه و همچنین فرض بر برابر بودن گشتاور مرکز جرم با مرکز چرخش شبیه‌ساز، معادله‌ی حرکت شبیه‌ساز به معادله‌ی (۱۲) تبدیل می‌شود [۳].

$$\dot{w} = \begin{bmatrix} \frac{mg}{I_{xx}} (-r_y c_\theta c_\phi + r_z s_\theta c_\phi) \\ \frac{mg}{I_{yy}} (r_x c_\theta c_\phi + r_z s_\theta) \\ \frac{mg}{I_{zz}} (-r_x s_\theta c_\phi - r_y s_\theta) \end{bmatrix} \quad (12)$$

در معادله‌ی بالا I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} حاصل از مقادیر ویژه و ماتریس اینرسی 3×3 است که از مدل کتیا برای کل شبیه‌ساز استخراج می‌شود. در این روش با استفاده از معادلات اولییر^{۱۱} و معادله‌ی حرکت، با فرض ثابت نگه داشتن θ, ϕ برای مرحله‌ی زمانی ثابت، می‌توان روابط سه معادله و سه مجهول را به دست آورد. با انتگرال‌گیری از آن‌ها و جایگذاری، معادله‌ی (۱۳) به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \Delta w_x \\ \Delta w_y \\ \Delta w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \varphi_{12} & \varphi_{13} \\ \varphi_{21} & 0 & \varphi_{23} \\ \varphi_{31} & \varphi_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

که هر ϵ تا مقادیر φ قابل دستیابی از معادلات (۱۴) می‌باشند [۸-۱۰].

$$\begin{aligned} \varphi_{12} &= -\frac{Mg\Delta t}{2I_{xx}} [(c_\theta c_\phi)_{i2} + (c_\theta c_\phi)_{i1}] \\ \varphi_{13} &= \frac{Mg\Delta t}{2I_{xx}} [(s_\theta c_\phi)_{i2} + (s_\theta c_\phi)_{i1}] \\ \varphi_{21} &= \frac{Mg\Delta t}{2I_{yy}} [(c_\theta c_\phi)_{i2} + (c_\theta c_\phi)_{i1}] \\ \varphi_{23} &= \frac{Mg\Delta t}{2I_{yy}} [(s_\theta)_{i2} + (s_\theta)_{i1}] \\ \varphi_{31} &= -\frac{Mg\Delta t}{2I_{zz}} [(s_\theta c_\phi)_{i2} + (s_\theta c_\phi)_{i1}] \\ \varphi_{32} &= -\frac{Mg\Delta t}{2I_{zz}} [(s_\theta)_{i2} + (s_\theta)_{i1}] \end{aligned} \quad (14)$$

ω_w و ω_b نمایش داده شده است؛ و ممان اینرسی کل شبیه‌ساز و چرخ از طریق مدل کتیا مطابق شکل (۴) به دست می‌آید. معادلات بالا را می‌توان به صورت زیر ساده‌سازی کرد.

$$H_w = I_B \cdot \omega_b + I_w \cdot \omega_w \quad (24)$$

با به دست آوردن مجموع مونتوم‌های زاویه‌ای تأثیرگذار حول محور z، گشتاور مورد نیاز سیستم حول این محور با استفاده از معادله‌ی زیر به دست می‌آید [۱۳].

$$\tau_z = \left(\frac{dH_z}{dt} \right)_I = \left(\frac{dH_z}{dt} \right)_b + (\omega_z \times H_z) \quad (25)$$

کنترلر PID جزء قدیمی‌ترین و متداول‌ترین روش‌های کنترلی حلقه بسته است که در بسیاری از پژوهش‌های قبلی مشابه هم استفاده شده‌است. استفاده از این روش مستلزم داشتن تابع تبدیل است. توابع تبدیل از روش شناسایی سیستم توسط نرم‌افزار متلب به دست می‌آیند. سه ورودی U1, U2, U3 برای کنترل زاویه‌ها تولید می‌شوند که حرکت‌های رول و پیچ و یاو را کنترل می‌کنند. معادله‌ی کنترلر به صورت زیر است که $e(t)$ به عنوان سیگنال خطا وارد سیستم کنترلر می‌شود و با تعیین بهره کنترلی k_p , k_i , k_d با استفاده از بلوک PT^{۱۵} بخش شبیه‌سازی نرم‌افزار متلب و تنظیم شرایط زمانی برای هر یک از زاویه‌های ورودی، اختلاف بین مقدار سیگنال بازگشتی و مقدار مطلوب را کاهش و یا حذف می‌کند.

$$U(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(t) dt + k_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (26)$$

در این سیستم چون دقت در زمان مناسب بیشتر اولویت دارد، بر این اساس ضرایب تعیین می‌شوند. ساختار کلی کنترلر مطابق شکل (۵) است.

جدول ۲- ضرایب کنترلی

ضریب فیلتر	kd	ki	kp	
x	۰/۲۶	-۰/۵۹	-۰/۳۵	۰/۹۲
y	۱	۰	-۱	۱/۲۳
z	۲۵	۱	-۱۳	۰/۱

با افزایش ضریب k_p که اصلی‌ترین ضریب است، از میزان دقت و نوسانات کمتر می‌شود و با کاهش این ضریب سیستم کنترلی تا محدوده‌ای از همگرایی دور می‌شود. با افزایش ضریب k_i نوسانات کمتر و سیستم کنترلی از همگرایی به یک نقطه دور می‌شود، با کاهش این ضریب تا محدوده‌ای تغییراتی را نشان نمی‌دهد. با افزایش ضریب k_d شاهد افزایش نوسانات هستیم و سیستم کنترلی ناپایدارتر می‌شود، با کاهش این ضریب دامنه‌ی نوسانات کمتر شده و از همگراشدن دور می‌شود. همچنین تغییرات ضریب فیلتر موجب عدم همگرایی و کاهش دقت در سیستم کنترل حلقه بسته می‌شود.

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (21)$$

در معادله‌ی (۲۱)، V سرعت خطی مورد نیاز عملگرها می‌باشد. فرضیاتی برای عملگرها در نظر گرفته شده است، از جمله:

۱. دو محور به صورت متعامد با همدیگر هستند.
۲. قبل از شروع به بالانس محورها در شرایط اولیه خود باشند.
۳. از برخی اغتشاشات صرف نظر شده است.
۴. جریان ورودی به سیستم ثابت در نظر گرفته شده است.
۵. اثرات چرخ عکس‌العملی فقط بر روی کل مونتوم زاویه‌ای و گشتاور سیستم در نظر گرفته شده است.
۶. فرض بر این است که میزان تغییرات مونتوم زاویه‌ای با گشتاور سیستم برابر می‌باشد، زیرا دو مختصات در مبدأ بر هم منطبق هستند. از آنجاکه موتور عملگرها با وزن متحرک از نوع گیربکس موتور می‌باشد، برای کنترل ورودی و خروجی می‌توان با کم یا افزایش ولتاژ میزان سرعت حرکت موتور را تغییر داد. باید دقت شود که میزان مراحل زمانی^{۱۳} به صورت دقیق، متناسب با اجرا به صورت بلادرنگ^{۱۴} انتخاب شود.

چرخ عکس‌العملی برای تأثیرگذاری در حول محور z قرار داده شد است تا سیستم شبیه‌ساز بتواند، با میزان گشتاوری که سیستم از لحاظ جهت‌یابی به وضعیت مطلوب و مقابله با اغتشاشات حاصل از حرکت دو عملگر افقی دارد، پاسخ دهد.

با در نظر گرفتن دیفرانسیل جرمی (dm) در چرخ و شبیه‌ساز، سرعت چرخ از معادله‌ی (۲۲) به دست می‌آید.

اگر در سیستم شبیه‌ساز و چرخ عکس‌العملی، دیفرانسیل جرمی در نظر گرفته شود. می‌توان از تغییرات و جابجایی این دیفرانسیل جرمی نسبت به مرکز شبیه‌ساز استفاده کرده و به H_w معرف مونتوم زاویه‌ای سیستم، تحت تأثیر تنها یک چرخ عکس‌العملی دست پیدا کرد. در نهایت با مجموع مونتوم‌های زاویه‌ای، به میزان گشتاورهای مورد نیاز سیستم در راستای جبران حول محور z دست یافت [۱۲]. سرعت دیفرانسیل جرمی چرخ عکس‌العملی برابر است با:

$$V_w = (\omega_b \times r_{rw}) + (\omega_w \times r_w) \quad (22)$$

$$H_w = \int r_{rw} \times (\omega_b \times r_{rw}) dm + \sum r_w \times (\omega_w \times r_w) dm \quad (23)$$

در معادلات بالا Γ_w و Γ_w به ترتیب نمایانگر فاصله‌ی بین بخش دیفرانسیل جرمی چرخ عکس‌العملی تا مرکز شبیه‌ساز و شعاع چرخ است. سرعت‌های زاویه‌ای بدنی شبیه‌ساز و چرخ را به ترتیب با

توجه: ولتاژهای تعیین شده نسبت به ورودی ۱۱ ولت بعد از عبور از کاهنده‌ی ولتاژ است. این رقم برای شبیه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد، اما در پیاده‌سازی از رقم ورودی پایین‌تری به علت افزایش عمر عملگرها استفاده شده که ۸ ولت است. چون تناسب رفتاری هر دو باهم برابر است، از این تناسب در پیاده‌سازی هم استفاده می‌شود. برای تعیین PWM مورد نیاز موتورها از روابط (۲۷) و (۲۸) می‌توان استفاده کرد.

جدول ۳- میزان مناسب برای حداکثر و حداقل ولتاژ

محورها	حداقل ولتاژ (ولت)	حداقل PWM	حداکثر ولتاژ (ولت)	حداکثر PWM	بازه‌ی PWM	نماد
x	۷/۵۵	۵۰	۹/۷۵	۲۱۵	۱۶۵	۱
y	۷/۲۳	۱۰۰	۹	۱۶۷	۶۷	۲
z	۶	۵۰	۹/۹	۲۵۰	۲۰۰	۳

$$(\tau_z)_b = \tau_{\text{چرخ}} = \tau_{\text{موتور}} \quad (31)$$

و از روابط (۳۲) و (۳۳) استفاده کرده است، تا جریان و ولتاژ مناسب انتخاب شود.

$$P_{\text{موتور}} = \tau_{\text{موتور}} \omega_{\text{موتور}} \quad (32)$$

$$P_{\text{موتور}} = V_{\text{ولتاژ}} I_{\text{جریان}} \quad (33)$$

از روابط بالا، $P_{\text{موتور}}$ توان مورد نیاز موتور الکتریکی استخراج می‌شود که با ضرب در راندمان موتور که برای اکثر موتورهای الکتریکی بین ۷۰ تا ۸۰ است، یک مقدار میانگین ۷۵ درصد را در نظر گرفته، جریان را ثابت و ولتاژ رو متغییر و مدلی را انتخاب می‌کنیم که برحسب ولتاژ و متغییر فرکانس PWM باشد. با این کار دور موتور متناسب با گشتاور مورد نیاز تغییر می‌یابد.

$$PWM = \left(\frac{\text{بازه سرعت کارکرد موتور}}{\text{ماکزیمم سرعت موتور}} \times \text{سرعت به دست آمده از محاسبات} \right) \quad (34)$$

موتور+ pwm حداقل

معادله (۳۴) ولتاژ مناسب برحسب PWM برای چرخ عکس‌العملی را تعیین می‌کند. فقط سرعت به دست آمده از محاسبات و ماکزیمم موتور برحسب دور بر دقیقه است، مابقی برحسب PWM می‌باشد.

ماتریس اینرسی

بنا به معادلات (۱۴)، به ماتریس اینرسی^{۱۶} هم برای کل شبیه‌ساز و هم برای چرخ در لحظه‌ی اولیه نیاز است. ماتریس اینرسی توسط نرم‌افزار کتیا برای شبیه‌ساز و چرخ مطابق شکل (۴) به دست می‌آید.

معادلات تجربی و تخمینی برای عملگرهای

متحرک

به دلیل عدم وجود مقادیر دقیق و مشخص برای الکتروموتور^{۱۶} و همچنین بال‌اسکرو، از روش تعیین مدل برای معادلات الکتریکی استفاده شده است. جدول (۳) میزان^{۱۷} PWM مناسب برای حداکثر و حداقل ولتاژ کاری را نشان می‌دهد.

$$u = \frac{\text{میزان لازم جابجایی هر کدام از عملگرهای افقی}}{\text{حداکثر جابجایی هر کدام از عملگرهای افقی}} \quad (27)$$

در رابطه (۲۷) باید بین ۰ و ۱ یا برابر با ۰ و ۱ باشد.

$$pwm = \text{حداقل } pwm + \text{بازه‌ی } u \times \text{موتور } pwm \quad (28)$$

خروجی معادله (۲۸) نباید از حداکثر و حداقل PWM بیشتر و یا کمتر شود. با استفاده از مدل زمان و سرعت برحسب PWM می‌توان بین سرعت کارکرد موتور و زمان معادله‌ی خطی (۲۹) را در نظر گرفت.

$$time = \frac{(pwm - 398.22)}{(-17.391)} \quad (29)$$

با حرکت عملگرها با وزن‌های متحرک (به علت عدم نصب شدن در مرکز شبیه‌ساز) این عملگرها ایجاد عدم پایداری، هم به صورت افقی و هم به صورت عمودی می‌کند که اثر چرخشی و گردابی^{۱۸} حول محور z ایجاد می‌کند. محور سوم که یک چرخ عکس‌العملی است، هم این اثر و هم هرگونه عدم بالانسی و نا تعادلی در محور سوم را جبران می‌کند. بعد از داشتن مقدار مؤلفه‌ی گشتاور حول محور z می‌توان، از معادله‌ی (۳۰) برای به دست آوردن مومنتوم زاویه‌ای اصلاح شده برای محور سوم استفاده کرد [۱۴].

$$\tau_{\text{دوقطب}} = \frac{-4}{3} \omega_{\text{موتور}} m_{\text{موتور}} r_{\text{موتور}}^2 \quad (30)$$

در رابطه‌ی (۳۰) r فاصله‌ی بین دو قطب الکتروموتور است. هم سرعت موتور برحسب دور بر دقیقه و m وزن موتور است. بنابه اصل بقا مومنتوم زاویه‌ای باید گشتاور موتور و چرخ الکتروموتور بیشترین مقدار گشتاور را در لحظه‌ی اولیه داشته باشد [۱۴].

16 . Electromotor
17 . Pulse Width Modulation
18 . Dumbling

نتایج حاصل از شبیه‌سازی

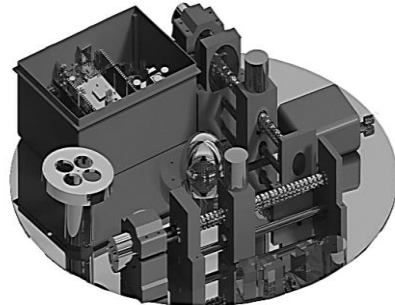
برای به‌دست آوردن ضرایب کنترلی و پیش‌بینی رفتار سیستم و تست و ... به شبیه‌سازی نیاز است که می‌بایست مقادیر به‌دست آمده از ضرایب و رفتار سیستم را در پیاده‌سازی وارد کرد. روند نمای اجرای کلی شبیه‌سازی به‌صورت شکل (۵) است. اختلاف فاصله مرکز جرم با چرخش و هم حرکت عملگرهای صفحه‌ای که یکی از عوامل رفتار گردابی و اغتشاشی سیستم است، به‌عنوان اغتشاش‌های ورودی به سیستم مطرح می‌شوند.

مقدار ورودی اولیه به سیستم شبیه‌سازی برای زاویه φ (رول) ۲۰-درجه است؛ و ثابت‌های سیستم در حالت پیش‌فرض انتخاب شده است. در شکل (۶) نمودار پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای کامل برای زاویه φ (رول) و در شکل (۷) از نمای نزدیک قابل مشاهده هستند. در مدت زمان ۳۰ ثانیه شبیه‌سازی بر اساس مدل (آبی-رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۰۰۳- درجه و بر اساس مدل و اغتشاش‌ها (قهوه‌ای-رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۰۰۲ درجه پایدار می‌شوند.

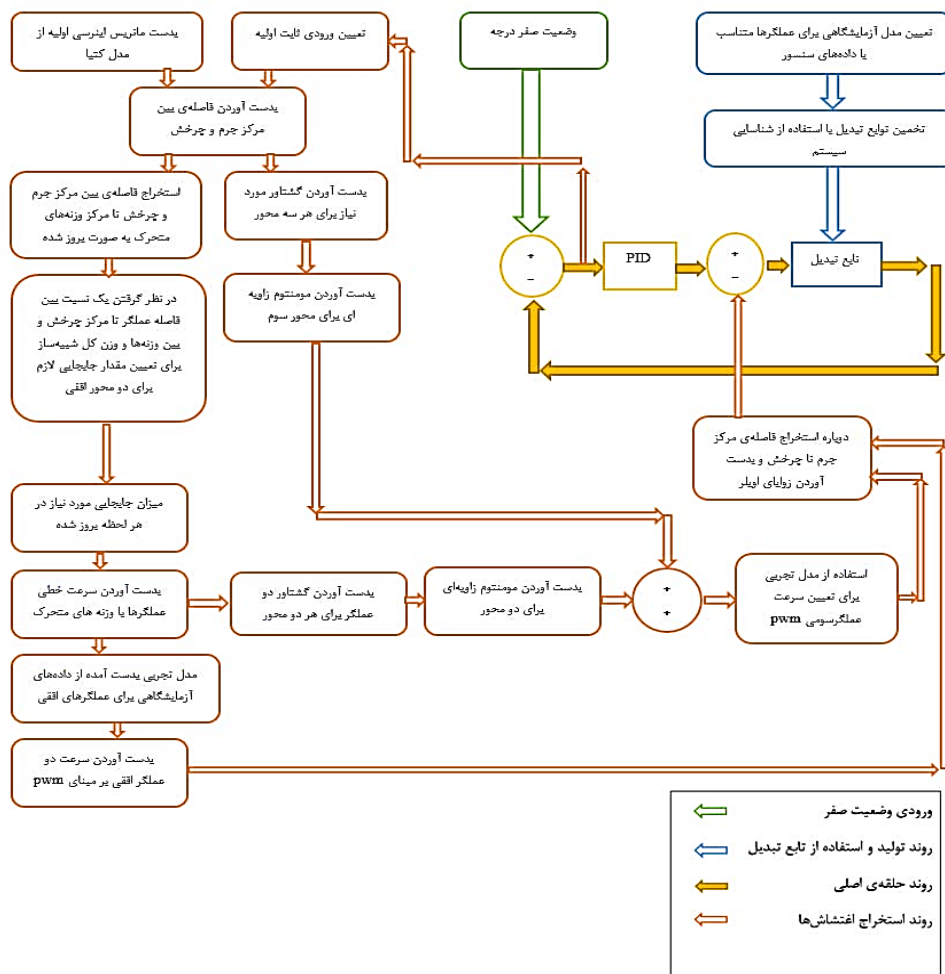
در لحظات ثانویه چون عملگرهای افقی جابجا می‌شوند، نیاز به بروز شدن ماتریس اینرسی از طریق معادله (۳۵) است [۱۱].

$$J = J_S + \sum (-m_i [r_i \times] [r_i \times]) \quad (35)$$

در معادله (۳۵) r_i میزان جابجایی هر یک از عملگرهای افقی، m_i وزن هریک از جرم‌های متحرک، J_S ماتریس ممان اینرسی لحظه‌ی اولیه، J هم ماتریس اینرسی لحظه‌های ثانویه است.



شکل ۴- مدل به‌دست آمده از نرم‌افزار کتیا برای میز شبیه‌ساز از نمای پایین

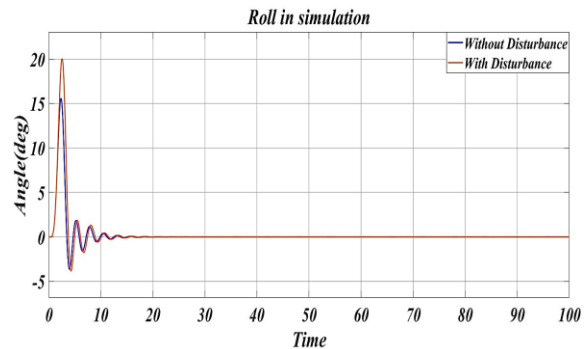
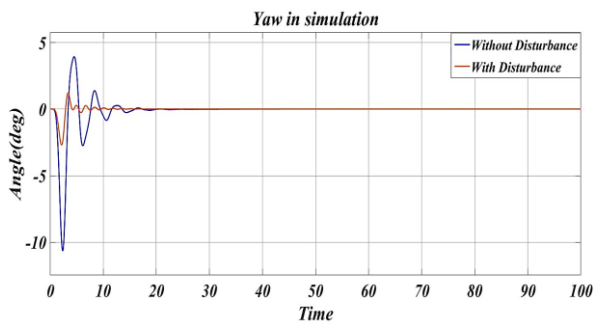


شکل ۵- روند نمای شبیه‌سازی بالانس شبیه‌ساز ماهواره‌ی مکعبی پایه‌ی یاتاقان هوایی

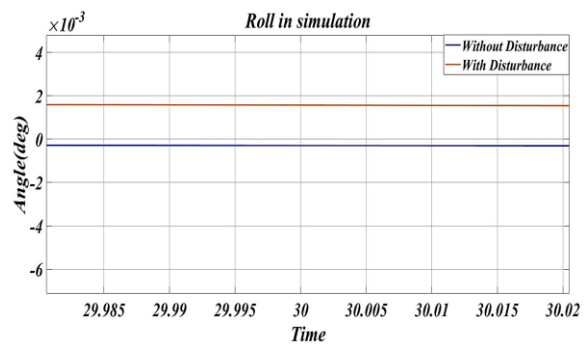
برای زاویه‌ی θ (پیچ) خواهیم داشت: مقدار ورودی اولیه‌ی سیستم ۵- درجه می‌باشد و ثابت‌های سیستم در حالت پیش‌فرض انتخاب شده است. در شکل (۸) و شکل (۹) پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای کامل و نزدیک برای زاویه‌ی θ (پیچ) قابل مشاهده هستند. در مدت زمان ۳۰ ثانیه شبیه‌سازی بر اساس مدل (آبی‌رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۰۰۱ درجه و بر اساس مدل اغتشاش (قهوه‌ای رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۰۰۴ درجه پایدار می‌شوند.

برای زاویه‌ی ψ (یاو) خواهیم داشت: مقدار ورودی اولیه‌ی سیستم ۱۲ درجه است و ثابت‌های سیستم در حالت پیش‌فرض انتخاب شده است. در شکل (۱۰) و شکل (۱۱) نمودار پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای نزدیک برای زاویه‌ی ψ (یاو) قابل مشاهده است.

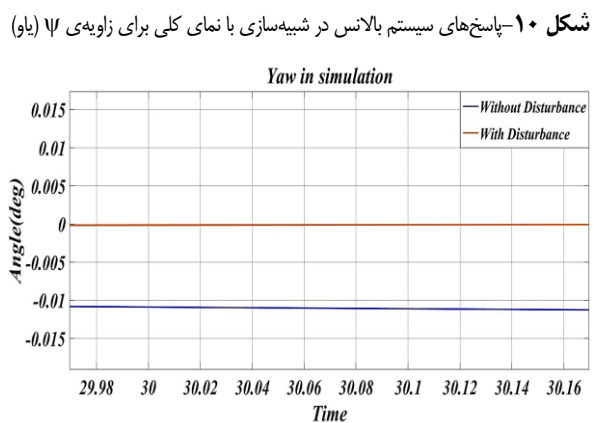
در مدت زمان ۳۰ ثانیه شبیه‌سازی بر اساس مدل (آبی‌رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۱۱- درجه و شبیه‌سازی بر اساس مدل و اغتشاش (قهوه‌ای رنگ) در نقطه‌ی ۰/۰۰۰۱- درجه پایدار می‌شوند.



شکل ۶- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای کامل برای زاویه‌ی ϕ (رول)



شکل ۷- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای نزدیک برای زاویه‌ی ϕ (رول)

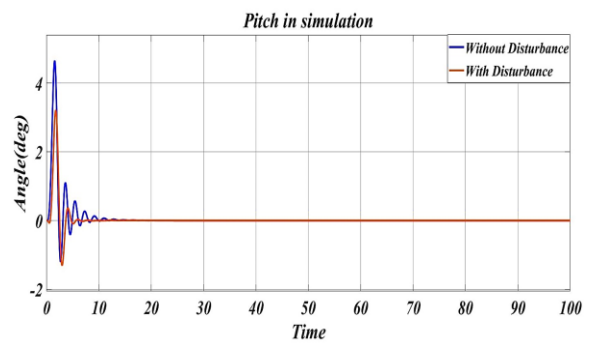


شکل ۱۰- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای کلی برای زاویه‌ی ψ (یاو)

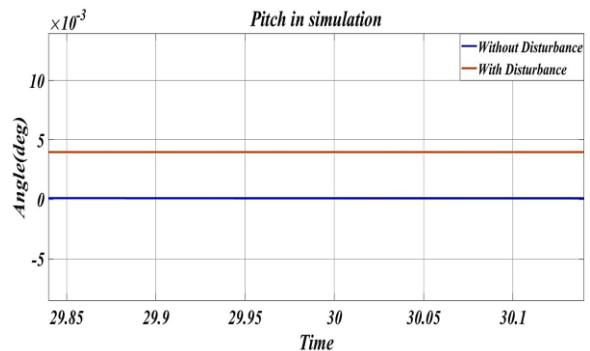
شکل ۱۱- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای نزدیک برای زاویه‌ی ψ (یاو)

نتایج حاصل از پیاده‌سازی

در شبیه‌سازی محور سوم هم به‌عنوان کمک‌کننده‌ی بالانس و جهت‌گیری و هم به‌عنوان خنثی‌کننده‌ی اثر اغتشاشی حاصل از حرکت خطی عملگرهای افقی در نظر گرفته شد.



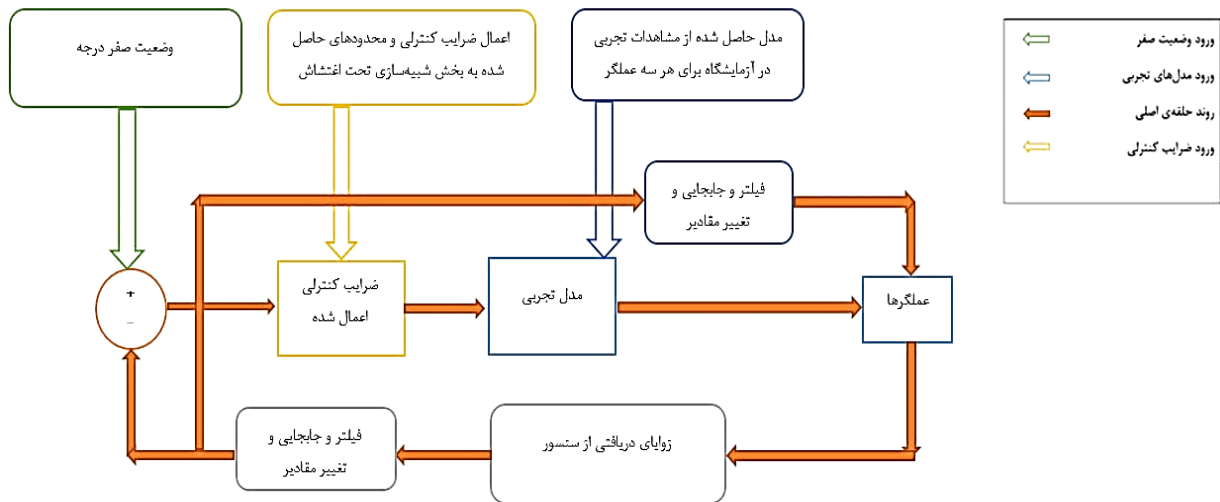
شکل ۸- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای کامل برای زاویه‌ی θ (پیچ)



شکل ۹- پاسخ‌های سیستم بالانس در شبیه‌سازی با نمای نزدیک برای زاویه‌ی θ (پیچ)

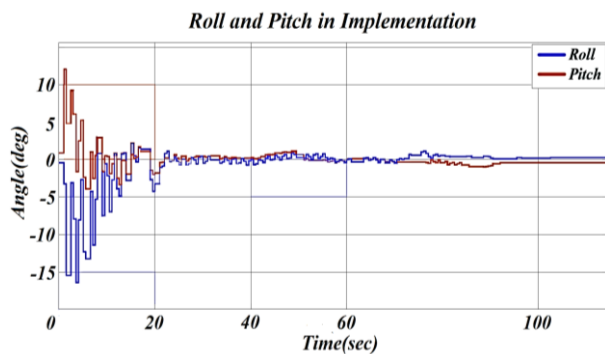
و خروجی pwm می‌باشد؛ و محورها به صورت جداگانه کنترل می‌شوند.

در شکل (۱۲) روند پیاده‌سازی سیستم حلقه بسته قابل مشاهده است. به طور مستقیم داده‌های دریافتی از سنسور با استفاده از مدل تجربی تبدیل به pwm می‌شود. ورودی کنترلر، زاویه‌های اوپلر بوده



شکل ۱۲- روند نمای پیاده‌سازی برای هر کدام از محورها

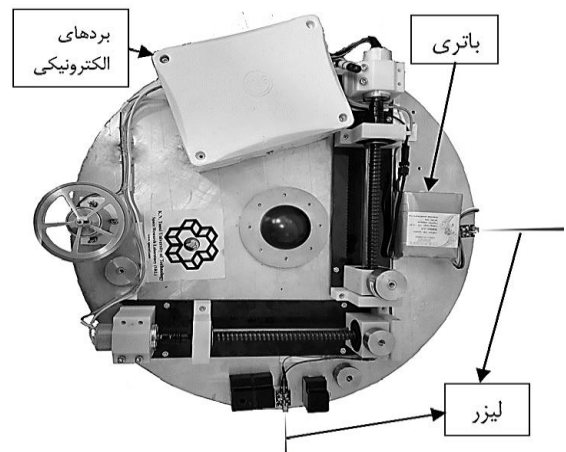
با توجه به نمودار شکل (۱۴) پاسخ سیستم بالانس در پیاده‌سازی در حالت دارای سرعت زاویه‌ای بالا برای زاویه‌های φ و θ در مدت زمان ۱۱۰ ثانیه به 0.3° درجه می‌رسد که با رنگ آبی در نمودار مشخص است. برای زاویه‌ی θ (پیچ) در مدت زمان ۱۱۰ ثانیه به حدود 0.5° درجه می‌رسد و با رنگ قهوه‌ای در نمودار مشخص است. **توجه:** تکرار بالانس در یک محدوده باعث افزایش دقت سیستم بالانس می‌شود.



شکل ۱۴- پاسخ‌های سیستم بالانس در پیاده‌سازی، در وضعیت حرکت گردابی دارای سرعت زاویه‌ای بالا برای زاویه‌های φ و θ

رفتار اولیه‌ی سیستم در حالت ثابت و سرعت زاویه‌ای کم است. در مدت زمان حدود ۲۵ ثانیه رول و پیچ به ترتیب به 0.2° و 0.5° درجه می‌رسند؛ که نسبتاً رفتار بهتری را مطابق شکل (۱۲) نشان می‌دهند. برای زاویه‌ی ψ (یاو) خواهیم داشت: تغییرات اعمالی روی سیستم بر مبنای میزان وزن بار قرار گرفته‌شده

سیستم در حالت پیش فرض: با انتخاب بار 20° در مرکز، حدوداً زیر 300 گرم و استفاده از دو وزنه‌ی 50 گرم در عملگر شماره ۲ و 105 گرم در عملگر شماره ۱ و بعد انجام بالانس دستی و قرار دادن عملگرها در مرکز به طوری که محورهای اصلی یعنی y, x رو قطع کنند. سیستم به این حالت به عنوان پیش فرض هم برای شبیه‌سازی و هم برای پیاده‌سازی در نظر گرفته شد. در شکل (۱۳) وضعیت شبیه‌ساز، مناسب برای استفاده از وزن بار کمتر از 300 گرم در مرکز، قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱۳- وضعیت شبیه‌ساز مناسب برای استفاده از وزن بار کمتر از 300 گرم در مرکز

اگر رفتار سیستم گردابی و دارای نرخ تغییرات زاویه‌ای بالا باشد، برای زاویه‌های φ و θ (رول و پیچ) خواهیم داشت:

در پیاده‌سازی میزان دقت و زمان سیستم در صورتی که در لحظه اولیه دچار تغییرات زیاد سرعت زاویه‌ای و حرکت چرخشی قرار بگیرد، برای زاویه‌های φ و θ به ترتیب 0.3 و 0.5 درجه در مدت زمان 110 ثانیه پایدار می‌شوند. زمانی که سیستم در لحظه‌ی اولیه تحت انحراف زاویه‌ای با سرعت زاویه‌ای کم باشد و تحت اثر حرکت چرخشی و گردابی نباشد، برای حول محورهای φ و θ به ترتیب 0.2 - و 0.5 درجه در مدت زمان 25 ثانیه پایدار می‌شوند.

با مقایسه‌ی شبیه‌سازی و پیاده‌سازی می‌توان گفت که میزان دقت شبیه‌سازی بیشتر از پیاده‌سازی است که وجود اغتشاش‌ها و عوامل محیطی و فیزیکی وارد بر سیستم، موقع پیاده‌سازی را نشان می‌دهد.

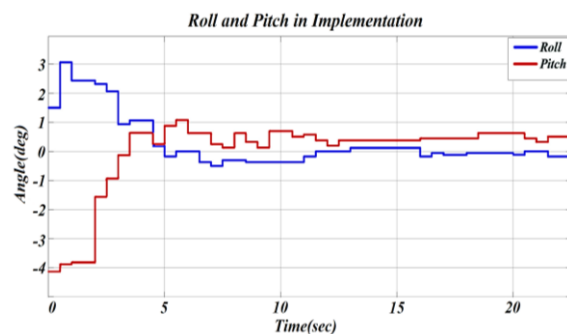
تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

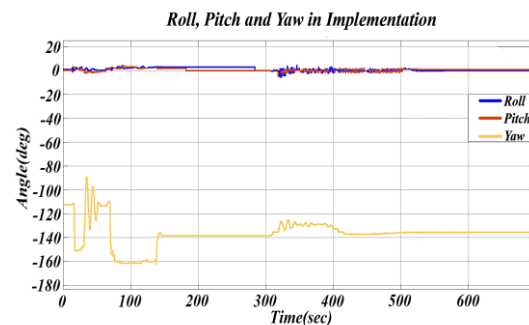
مراجع

- [1] H. Taei, "Survey of Hardware-Based Satellite Attitude Dynamics Simulators," *Aerospace Science and Technology*, vol. 6, no. 2, pp. 87-101, 2017.
- [2] J. S. Young, "Development of an automatic balancing system for a small satellite attitude control simulator," 1, Ed., ed Logan, Utah: UMI, 1998, pp. 52-55.
- [3] S. Chesi, Q. Gong, V. Pellegrini, R. Cristi, and M. Romano, "Automatic mass balancing of a spacecraft three-axis simulator: Analysis and experimentation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 1, pp. 197-206, 2014.
- [4] J. Prado, G. Bisiacchi, L. Reyes, E. Vicente, F. Contreras, M. Mesinas, et al., "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation," *Journal of Applied Research and Technology*, vol. 3, no. 3, pp. 222-237, 2005.
- [5] N. Sajjad, M. Mershams, and s. Jaliian, "Development of MIL and PIL testbed for Student Microsatellite Attitude Control Subsystem," *Space Science and Technology*, vol. 13, no. 3, pp. 51-62, 2020.
- [6] Mashayekhi Saeedeh, "Automatic Mass Balancing of a Satellite ADCS Subsystem Simulator," M.Sc. Thesis, Faculty of Aerospace Engineering, Khaje Nasir University of Technology, Space Research Lab, 2019.
- [7] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*, vol. 1286, New York, Springer, 2014.
- [8] R. C. d. Silva, F. C. Guimarães, J. V. L. d. Loiola, R. A. Borges, S. Battistini, and C. Cappelletti, "Tabletop testbed for attitude determination and control of nanosatellites," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 32, no. 1, 2019.
- [9] K. Hudson, A. Lingenfelter, and J. Hess, *Dynamic Mass Balancing of a Spacecraft Test Platform*, 2019.
- [10] J. J. Kim and B. N. Agrawal, "Automatic Mass Balancing of Air-Bearing-Based Three-Axis Rotational

روی شبیه‌ساز حدود 1 کیلوگرمی انتخاب می‌شوند. عملگر محور سومروشن و سیستمدر وضعیت انجام حرکت گردابی و چرخشی و نرخ تغییرات زاویه‌ای بالا داشته باشد، از طرفی هم در دو مرحله انجام شود. در نقطه‌ی زمانی 300 ثانیه، انحرافی توسط اضافه کردن وزنه‌ی با وزن 102 گرم سیستم شروع به بالانس دوباره می‌کند. در هر مرحله 300 ثانیه‌ای، زاویه‌های φ, θ, ψ به ترتیب طبقدر مرحله‌ی اول در $0.7, 0.3$ و 0.2 درجه و در مرحله‌ی دوم به ترتیب در 0.5 و 0.8 درجه پایدار می‌شوند.



شکل ۱۵- پاسخ‌های سیستم بالانس در پیاده‌سازی با سرعت زاویه‌ای کم برای زاویه‌های φ و θ (رول و پیچ)



شکل ۱۶- پاسخ‌های سیستم بالانس در پیاده‌سازی در شرایط اعمال تغییرات بر مبنای بار 1 کیلوگرمی و روشن بودن عملگر محور یاء و هم‌چنین در لحظه‌ی اولیه سیستم دچار تغییرات سرعت زاویه‌ای و حرکت چرخشی و انجام بالانس در دو مرحله

نتیجه‌گیری

در شبیه‌سازی با در نظر گرفتن اغتشاشات جاذبه و اثر چرخشی حاصل از حرکت عملگرهای خطینسبت به مدلی که از پیاده‌سازی استخراجشده است، از لحاظ همگرایی و پایداری عملکرد بهتر و در مقابل زمان بیشتری صرف می‌شود. برای زاویه‌های φ, θ, ψ با در نظر گرفتن اغتشاش‌ها در مدت زمان حدود 30 ثانیه به ترتیب $0.2, 0.4, 0.1$ ، $0.3, 0.1$ ، 0.1 درجه و در مقابل برای حول محورهای φ, θ, ψ به صورت مدل به ترتیب در $0.3, 0.1$ ، 0.1 ، 0.1 درجه، پایدار می‌شوند.

- [13] G. Sharifi, M. Mirshams, and H. Shahmohamadi Ousaloo, "Mass properties identification and automatic mass balancing system for satellite attitude dynamics simulator," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, no. 3, pp. 896-907, 2019.
- [14] S. H. Roknabadi, M. Mirshams, and A. A. Nikkhah, "Design and Manufacturing Steps of a Satellite Reaction Wheel," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 2, no. 4, 2010.
- Spacecraft Simulator," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 3, pp. 1005-1017, 2009.
- [11] A. Bahu and D. Modenini, "Automatic mass balancing system for a dynamic CubeSat attitude simulator: development and experimental validation," *CEAS Space Journal*, vol. 12, pp. 597-611, 2020.
- [12] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, and P. Tsiotras, "Designing a low-cost spacecraft simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 23, no. 4, pp. 26-37, 2003.